

# Kane 다물체 동력학을 이용한 공기흡입식 추진기관 부스터 분리에 관한 연구

최종호\* · 임진식\*\*

## Analysis of Rocket Booster Separation from Air-Breathing Engine with Kane's Method

Jongho Choi\* · Jin-Shik Lim\*\*

### ABSTRACT

The present paper describes a mathematical modeling and simulation of the separation of a solid rocket booster from an air breathing engine vehicle. The vehicle and booster are considered as a multi-connected body and the booster is assumed to move only along the axial direction of the vehicle. The dynamic motion of the vehicle and the booster were modeled by using Kane's method. The aerodynamic forces on the whole system along various positions of booster were calculated by using DATCOM software and the internal pressure force acting on the effective surface during separation was simply calculated with gas dynamics and Taylor MacColl equation. Numerical simulation was done by using Mathworks-Matlab. From the result, the variation of Mach number and angle of attack are not large during the separation, so the variation of pitch angle and the characteristics of inlet flow for varying the Mach number and angle of attack during the separation test can be identified as neglectable values.

### 초 록

본 논문은 공기흡입식 추진기관의 고체 로켓 부스터 분리에 관한 수학적 모델링과 시뮬레이션 기법을 기술하였다. 비행체 및 부스터는 하나의 다물체(multi-body)로 고려하였고 부스터는 단지 비행체의 축 방향으로 움직이는 것으로 가정하였다. 비행체 및 부스터의 동적 운동은 Kane 방법에 의해 모델링되었다. 다양한 부스터 위치에 따라 전체 시스템에 작용하는 공력은 DATCOM 소프트웨어를 사용하여 산출되었으며 부스터 분리 유효 작용면에 작용하는 내부 분리 압력은 일반적인 기체역학 및 Taylor-MacColl 관계식에 의해 산출되었다. 수치적 해석은 Mathworks사의 Matlab이 사용되었다. 해석 결과에 의하면 부스터 분리 동안 마하수 및 받음각 변화 등은 크지 않는 것으로 나타났으며, 실제 시험 장치들을 이용한 부스터 분리 시험이 진행될 경우 자세 각 변화, 흡입 유동 특성 등은 무시할 만한 수치임을 확인할 수 있었다.

Key Words: Booster Separation(부스터분리), Multibody(다물체), Kane(케인), Modeling(모델링)

† 2009년 1월 20일 접수 ~ 2009년 6월 18일 심사완료

\* 정회원, 국방과학연구소 1기술본부 5부

\*\* 중신회원, 국방과학연구소 1기술본부 5부  
연락처, E-mail: fallssky@yahoo.co.kr

## 1. 서 론

공기흡입식 추진기관(air breathing propulsion)에 대한 관심은 1900년도 초반 프랑스 Lene[1]에 의해 처음 램제트에 대한 개념이 정립된 후 오늘날까지 지속적으로 증대되어왔다. 램제트(ramjet) 및 스크램제트(scramjet)와 같이 공기흡입구를 통하여 외부 공기를 받아들여 자체 유동 속도에 의해 자연 압축된 공기를 연료와 혼합하여 연소시키는 엔진의 경우, 연소실내 연소가 일어나기 위해서는 비행체가 일정속도 이상의 속도를 갖도록 가속되어야 한다. 이때, 일반적으로 고체부스터(solid booster)가 주로 사용되며, 여기에는 연소실 통합형(integrated type), 연소실 내삽형(Inserted type), 탠덤형(tandem type) 등 여러 방식이 있다[2-4]. 특히, 내삽형 부스터의 경우 공기흡입식 추진기관 점화 이전에 더 이상 필요가 없는 부스터의 분리가 요구되며 분리 시 비행체 운동량 감소를 최소화하기 위해 되도록 짧은 시간에 안전하게 분리되도록 하는 것이 필요하다.

최근 관련 연구가 일부 진행되어 Cicci[5] 등이 Projectile 형식을 갖는 비행체에 대한 분리운동에 관해 부스터와 중심물체(center body)에 대한 상대운동과 두 물체 사이의 접촉력(contact forces)을 고려한 부스터 분리운동에 대해 연구하였으며, Bandu[6] 등은 거의 동일 형상을 갖는 부스터 및 궤도체(Orbiter) 분리에 대해 기술하였다. 그러나 대부분의 연구는 주로 전산유체해석에 의존하여 수행되었으며 해석에 많은 시간을 필요로 하였다. 이러한 해석상의 시간제약에 의해, 일부 형상 변경과 같은 설계 변경이 발생하는 경우 빠른 시간 내에 그 특성을 파악하는 것이 쉽지 않았다. 그러므로 금번 연구의 목적은 공기흡입식 추진기관을 갖는 비행체의 고체부스터의 분리운동 해석에 있어 상대적으로 정확도를 많이 저하시키지 않으면서도 해석시간을 획기적으로 줄일 수 있는 방법을 제시하고자 한다.

## 2. 시스템 형상

내삽형 고체부스터를 갖는 공기흡입식 추진기관에 대한 부스터 분리운동에 대해 수학적 모델을 도출하기 위해 해석에 필요한 형상을 간략히 제시하면 아래 Fig. 1 과 같다.

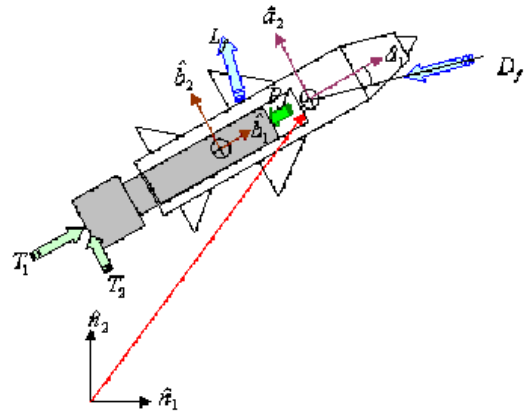


Fig. 1 Configuration of ABE vehicle and booster

공기흡입식 추진기관 비행체와 부스터는 각각 두 개의 물체로 이루어진 다물체(multi-body)로 표현될 수 있고 해석을 위해 Kane 동역학[7]이 이용되었다. 이때, 비행체의 질량 및 관성을  $m_a$  및  $I_3^{A/A^*}$ , 고체 부스터의 질량 및 관성을  $m_b$ ,  $I_3^{B/B^*}$ 로 각각 나타내었다.

부스터 분리는 공기흡입식 추진기관을 갖는 비행체 전단 또는 중간에 위치한 공기 흡입구로부터 공기를 받아들여 이를 공기 유동에 대한 압력이 부스터 앞단 유효 단면적(effective area)에 힘으로 작용함으로써 이루어진다. 이때 작용하는 힘을 Fig. 1에서와 같이  $P_f$ 로 정의하였다. 비행체는 외부 유동에 의해 영향을 받으며 부스터 분리 동안에 부스터와 상대 운동(relative motion)을 일으킨다. 외부 공기유동에 의한 공력은 항력과 양력으로 각각  $D_f$  및  $L_f$ 로 정의하였으며 부스터에 작용하는 힘은 부스터 잔류 추력으로 시간의 함수로 표현될 수 있고 각각  $T_1$ 과  $T_2$ 로 정의하였다.

### 3. 부스터 분리 운동방정식

위에서 설정한 부스터 분리 형상 및 분리 메커니즘을 통하여 수학적 모델을 얻기 위해 Kane 다물체 동역학이 적용되었다. Kane 다물체 동역학은 다음과 같은 수식 Eq. 1로 간략히 표현된다.

$$F_r + F_r^* = 0 \quad (r = 1, \dots, n) \quad (1)$$

여기서  $F_r$ 은 모든 외력을 포함하는 일반능동힘(Generalized active force)이며,  $F_r^*$ 은 일반관성힘(Generalized inertia force)의 합이다. 이들 두 힘은 최소 형상변수(Configuration variables)와 일반화속도(Generalized speeds)의 관계식으로 표현된다. 위 Fig. 1에서 제시된 모델을 고려할 때, 추진기관 기체(body)는 2차원 평면에서 움직이는 것으로 가정하였고, 부스터와 추진기관 기체 사이는 1차원 병진 운동을 하는 것으로 가정하였다. 그러므로 전체적으로 4자유도(Degree of freedom)를 갖는 시스템으로 표현될 수 있다. 첫 번째로 일반화속도와 관련 변수 사이의 관계식으로 Eq. 2와 같다.

$$u_r = \dot{q}_r \quad (r = 1, \dots, 4) \quad (2)$$

여기서  $q_r$ ,  $u_r$ 은 각각 일반좌표계(Generalized coordinates)와 일반화속도를 나타낸다. 시스템을 기술하기 위해 우선 지구좌표계로 대변되는 뉴턴 좌표계(Newtonian coordinate)를 "N" 좌표계로, 추진기관 기체를 기준으로 하는 좌표계를 "A" 좌표계로, 마지막으로 부스터를 기준으로 하는 좌표계를 "B" 좌표계로 설정하여 각각의 운동방정식 도출과 관련된 변수를 기술하였다. 관성좌표계로부터 비행체의 질량중심까지의 거리를 변수  $q_1$ 과  $q_2$ 를 이용하여 좌표계 "A"를 기준으로 다음과 같이 표시하였다.

$$r^{NA_o} = q_1 \hat{a}_1 + q_2 \hat{a}_2 \quad (3)$$

다음으로 관성좌표계에서 물체 "A"의 회전은 Eq. 4와 같이 방향코사인(Direction cosine)을 이용하여 나타낼 수 있다.

$$NA = \begin{bmatrix} \cos q_3 & -\sin q_3 & 0 \\ \sin q_3 & \cos q_3 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (4)$$

여기서  $q_3$ 는 관성 및 좌표계 "A"사이의 회전각을 나타낸다. 다음으로 비행체와 부스터 사이 상대운동은 좌표계 "A"와 "B" 사이 병진운동을 나타내는 변수  $q_4$ 와 함께 Eq. 5로 간단히 표현될 수 있다.

$$r^{A_o B_o} = -q_4 \hat{a}_1 \quad (5)$$

이때 필요한 관성모멘트(Inertia)는 각각 추진기관 "A" 및 부스터 "B" 좌표계에 대해 다음과 같이 정의될 수 있다.

$$\begin{aligned} I^{A/A^*} &= I_3^{A/A^*} \hat{a}_3 \hat{a}_3 \\ I^{B/B^*} &= I_3^{B/B^*} \hat{b}_3 \hat{b}_3 \end{aligned} \quad (6)$$

다음으로 일반능동힘(Generalized active force)을 정의해야 한다. 우선 부스터 추력은 좌표계 "B"를 사용하여 다음과 같이 표현될 수 있다.

$$T = T_1 \hat{b}_1 + T_2 \hat{b}_2 \quad (7)$$

또한, 부스터 분리에 있어 가장 중요한 힘의 하나로 부스터 유효단면적 (effective area)에 작용하는 압력에 의한 힘은 다음 Eq. 8과 같이 정의될 수 있으며, 이때 부스터 면에 작용하는 힘은 압력이 준 평형상태(Quasi equilibrium state)에 있는 것으로 가정하여 전압력(Total pressure)이 작용하는 것으로 가정하였다.

$$P_f = -Pf_b A_b \hat{b}_1 \quad (8)$$

$$\text{with } Pf_b = P_s \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

여기서  $P_f$ 와  $Pf_b$ 는 각각 부스터 앞단 유효단면적  $A_b$ 에 작용하는 힘과 전압력을 나타낸다. 또한  $P_s$ 는 이에 상응하는 정압력이며  $\gamma$ 는 비열비를 나타낸다. 이때 부스터 작용면에서의 압력은 공기흡입식 추진기관의 흡입구 유동과 직접적으로 연동되어 있으며 흡입구는 콘 형상을 갖고 또한 1단 램프(Ramp)를 갖는 구조를 갖는 것으로 가정하였다. 이때 흡입구를 통하여 부스터 작용면의 압력은 Taylor-MacColl 방정식을 통하여 구하였다. 받음각이 다른 경우를 모사하기 위하여 받음각이 있는 경우에 콘의 각도를 보정하여 압력손실을 계산하였다. 이후 상·하 다르게 보정된 압력 값은 부스터 작용 압력을 산출하기 위해 산술 평균값을 적용하였다.

다음으로 비행체 및 부스터에 작용하는 공력은 좌표계 "A"를 기준으로 아래 Eq. 9와 같이 표현된다.

$$\begin{aligned} Af_1 &= C_1(M, \alpha, q_4) p_d S_{ref} \\ Af_2 &= C_2(M, \alpha, q_4) p_d S_{ref} \\ Af_3 &= C_3(M, \alpha, q_4) p_d S_{ref} l_{ref} \end{aligned} \quad (9)$$

여기서  $C_i(i=1,2,3)$ ,  $S_{ref}$ ,  $l_{ref}$ 는 각각 공력계수, 유효면적 및 유효길이를 나타낸다.  $M$ ,  $\alpha$ 는 각각 마하수 및 받음각을 나타낸다. 또한 Eq. 9에서  $p_d$ 는 동압(dynamic pressure)을 나타낸다.

$$p_d = \frac{1}{2} \rho (\dot{q}_1^2 + \dot{q}_2^2) \quad (10)$$

위 Kane 다물체 동력학을 이용하여 최종적으로 아래 Eq. 11-14와 같은 식을 얻을 수 있다.

$$M(q)\ddot{q} + G(q, \dot{q}) = F(q) \quad (11)$$

여기서 관성 매트릭스  $M(q)$ 는 축대칭(symmetric) 매트릭스이며, Positive-definite 조건을 충족한다. 또한  $G(q, \dot{q})$ 는 점성 매트릭스,  $F(q)$ 는 외력을 각각 나타낸다. Eq. 11에 제시된 바와 같이 각 매트릭스의 원소(element)의 값은 Eq. 12-14에 나타나 있으며 형상변수에 따라 변화하는 값을 갖는다.

$$\begin{aligned} M_{11} &= (M_a + M_b), & M_{12} &= 0, \\ M_{13} &= -(M_a + M_b)q_2, & M_{14} &= -M_b \\ M_{22} &= M_{11}, & M_{23} &= (M_a + M_b)q_1 - M_b q_4, \\ M_{24} &= 0, \\ M_{33} &= (I_3^{A/A^*} + I_3^{B/B^*}) + M_a(q_1^2 + q_2^2) \\ &\quad + M_b(q_2^2 + (q_1 - q_4)^2) \\ M_{34} &= M_b q_2 \\ M_{44} &= M_b \end{aligned} \quad (12)$$

$$\begin{aligned} G_1 &= \dot{q}_3 (M_a(2\dot{q}_2 + q_1\dot{q}_3) - M_b(2\dot{q}_2 + (q_1 - q_4)\dot{q}_3)) \\ G_2 &= -\dot{q}_3 (M_a(2q_1 - q_2\dot{q}_3) - M_b(2q_1 - 2q_4 - q_2\dot{q}_3)) \\ G_3 &= -2\dot{q}_3 (M_a(q_1\dot{q}_1 + q_2\dot{q}_2) \\ &\quad - M_b(q_2\dot{q}_2 + (q_1 - q_4)(\dot{q}_1 - \dot{q}_4))) \\ G_4 &= -M_b\dot{q}_3(2q_2 + (q_1 - q_4)\dot{q}_3) \end{aligned} \quad (13)$$

$$\begin{aligned} F_1 &= T_1 + Ff - pf_b A_b - (Af_1 + Acf_1) \\ &\quad - (M_a + M_b)g \sin q_3 \\ F_2 &= T_2 + (Af_2 + Acf_2) - (M_a + M_b)g \cos q_3 \\ F_3 &= -T_2 l_{tpb} - q_2 T_1 + T_2 (q_1 - q_4) + (At_3 + Act_3) \\ &\quad - M_a g (q_1 \cos q_3 - q_2 \sin q_3) \\ &\quad + M_b g (q_2 \sin q_3 - (q_1 - q_4) \cos q_3) \\ F_4 &= -T_1 - Ff + pf_b A_b + M_b g \sin q_3 \end{aligned} \quad (14)$$

다음으로 부스터 분리가 일어나는 동안 부스터와 비행체 사이에 작용하는 마찰력은 Eq. 15와 같이 가정하였다. 부스터 분리 시 접촉력에 의한 쿨롱 마찰력(Coulomb friction force)과 점성 마찰력(viscous friction)을 이용하여 비선형 요소로 모델링하였다[8].

$$Ff = (F_c + (F_s - F_c)e^{-C_f|\dot{q}_4|}) \text{sign}(\dot{q}_4) + C_v \dot{q}_4 \quad (15)$$

여기서  $F_c$ ,  $F_s$ 는 각각 쿨롱마찰력(Coulomb friction force)과 break away force를 나타낸다. 이때  $C_v$ 와  $C_f$ 는 점성마찰(viscous friction) 및 속도계수(velocity related coefficient)를 나타낸다.

위에서 언급한 바와 같이 비행체 및 부스터를 포함하는 운동은 부스터 분리 전 단계, 부스터 분리단계 및 부스터 분리 후 단계로 나뉘어 설명할 수 있다. 그러므로 관련 방정식 또한 다르게 표현된다. 우선 부스터 분리 이전단계는 간단히 단 물체(One body) 문제로 단순화할 수 있으며, Eq. 11-14로부터,  $\dot{q}_4=0$  및  $q_4=q_{40}$ 로 설정함으로써 가능하다. 그런데, 여기서 시간에 따라 부스터의 질량 및 질량중심(Center of mass)이 변화하므로 Eq. 16-17과 같이 고려해야 한다.

$$M_b = M_{b0} - \dot{M}_b \Delta t \tag{16}$$

$$l_{tpb} = f(l_{tpb0}, t) \tag{17}$$

여기서  $M_{b0}$ 는 초기 부스터의 질량이며  $\dot{M}_b$ 는 부

스터 질량변화율을,  $l_{tpb0}$ 는 초기 질량중심을 나타낸다. 부스터 분리 후 비행체 역시 엔진 연료의 소모율을 고려하면 Eq. 16 및 17과 유사한 식을 갖는다. 이때 Eq. 12-14로부터  $M_b$  및  $q_4$  관련 식을 제거함으로써 쉽게 얻을 수 있다.

#### 4. 해석결과

위에서 도출한 운동방정식과 외부 추력 등을 근간으로 하여 Fig. 2와 같이 매트랩 시뮬링크(Matlab Simulink) 모델을 완성하였다. 시뮬링크 모델은 크게 3가지 하부 모델로 구성되어 있다. 첫 번째는 비행체 및 부스터에 작용하는 외부 공기로부터 공력 계산 모델을 들 수 있다. 공력은 마하수, 받음각, 부스터 이탈위치 변화에 따라 DATCOM에 의해 구해진 공력계수(aerodynamic coefficients)를 이용하여 Lookup table화 하였다. 그 결과는 Fig. 3에 제시되어 있다. 이때 부스터가 분리되는 동안의 고도 변화는 상대적으로 적어 무시하였다. 두 번째로 부스터 유효단면적에 작용하는 압력에 관한 하부 모델

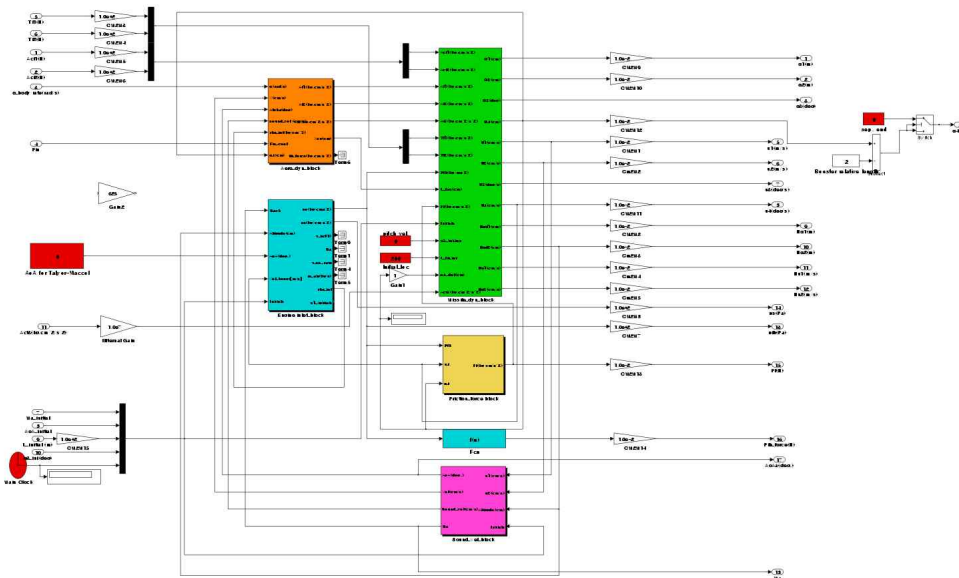


Fig. 2 MATLAB Simulink model for the whole system

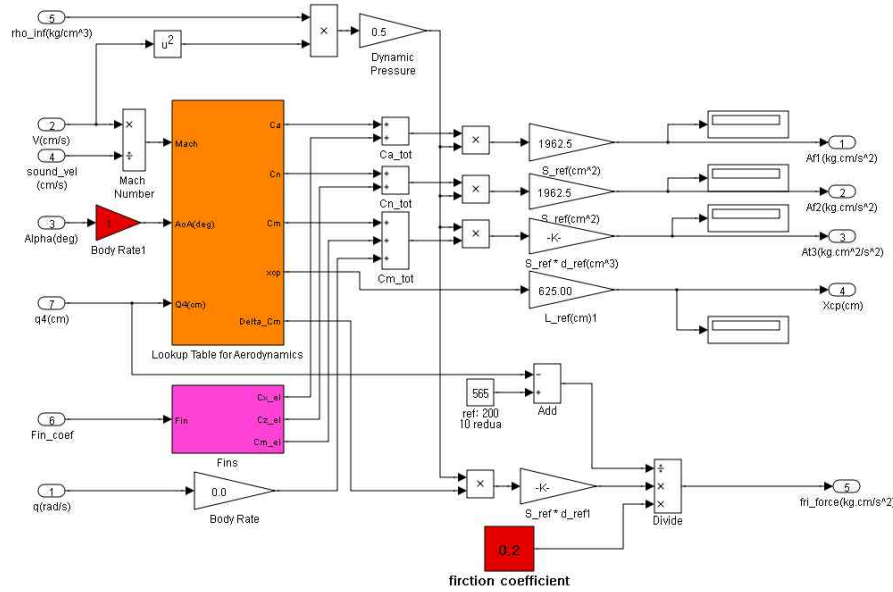


Fig. 3 MATLAB Simulink model for the flight aerodynamic coefficients

로는 참고문헌 [9] 및 [10]에 제시된 방법을 적용하였다. 압력을 구하는 방법으로 전산유체해석 및 시험 데이터를 직접 이용하는 방법이 있으나 해석 시간이 많이 걸리는 단점이 있어 기체역학 및 Taylor MacColl 방정식에 기초한 관련 식을 적용하였다.

마지막으로 Eq. 11에 제시된 운동방정식을 나타내는 하부 모델을 들 수 있으며 이때 필요한 적분은 Runge-Kutta 4차 관계식을 적용하였다. 추진기관 본체로부터 부스터가 이탈되는 시점의 마하수, 고도 및 받음각은 Table 1과 같다. 이와 더불어 초기 자세각(pitch angle)이 0°이 아닌 5° 및 10° 인 경우에 대해 해석을 실시하였다. 또한 부스터가 엔진 내에 삽입되어 있는 부분의 길이는 총 2m로 가정하였으며 분리과정 진행 중 이동거리는 50cm 마다로 Case I~V 까지 총 5개의 경우에 대해 조사하였다. 이에 대한 상대 거리를 Table 2와 같이 제시하였다.

Table 1. Initial conditions of booster separation

Variables	Initial values
Mach number	2.1
Angle of attack	0
Altitude(km)	2.0

Table 2. Location of booster from initial state

Cases	Relative location(cm)
I	0
II	50
III	100
IV	150
V	200

Figure 4-6은 Table 2에서 제시된 Case별 축방향, 직각방향 공력계수  $C_x$ ,  $C_n$  및 모멘트 계수  $C_m$ 을 보여주고 있다. 직각 방향 공력계수는 받음각이 증가함에 따라 크게 증가하는 경향을 보이며 부스터 이탈 위치에 따라 다소 값이 증가하는 경향을 갖는다. 또한 축방향 공력계수의 경우 받음각에 따라 약간의 변화를 수반하지만 그 값은 크지 않으며 거의 일정한 값을 갖는 것으로 나타났다. 또한 부스터 이탈 위치에 따른 공력계수는 다소 증가하는 경향을 갖는다. 이는 주로 부스터 이탈에 따른 전체 표면 단면적 증가에 따른 표면마찰(skin friction)이 증가하여 나타난 현상으로 판단된다. 공력모멘트 계수 역시 받음각 및 이탈위치에 따라 모멘트에 대한 절대 값이 증가함을 알 수 있다.

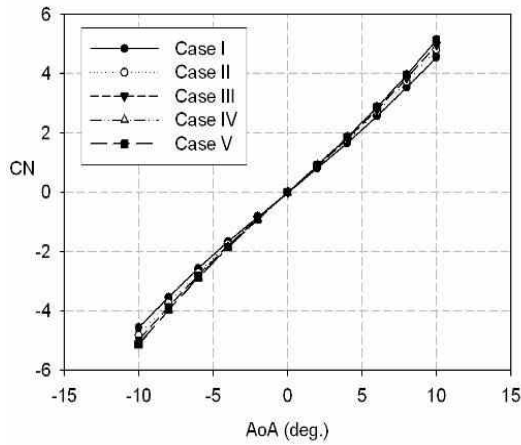


Fig. 4 Normal force coefficient,  $C_n$

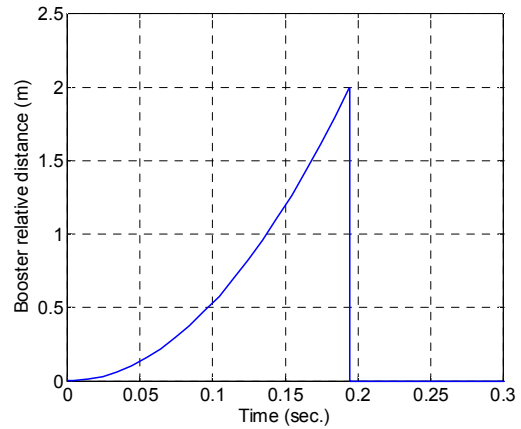


Fig. 7 Relative distance of booster separation

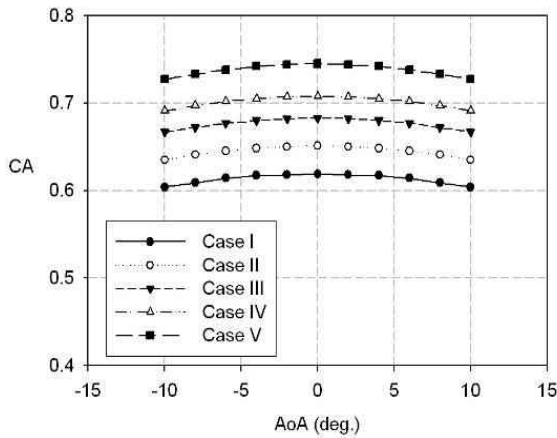


Fig. 5 Axial force coefficient,  $C_x$

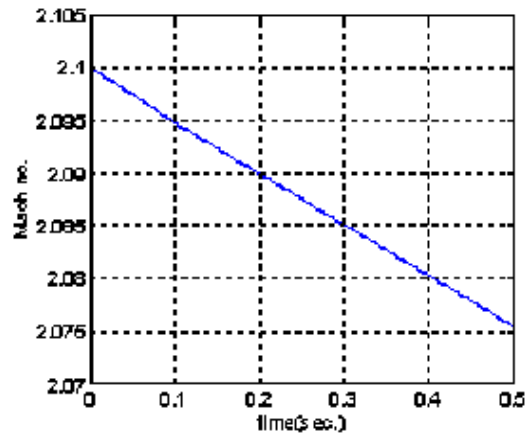


Fig. 8 Mach number variation with time

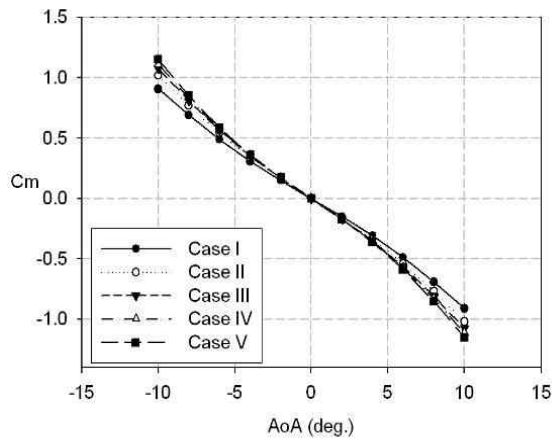


Fig. 6 Moment force coefficient  $C_m$

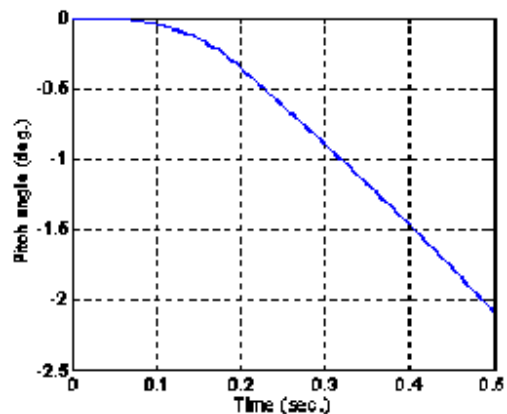


Fig. 9 Pitch angle variation with time

Figure 7, 8, 9 및 Fig. 10은 부스터가 분리 되는 동안의 부스터 분리시간, 마하수, 자세각 및 받음각 변화를 보여주고 있다. 비행체 내에 길이 2m가 삽입되어 있던 부스터의 분리에 소

요되는 시간은 0.2초 보다 약간 작은 값을 갖는 것으로 나타났다.

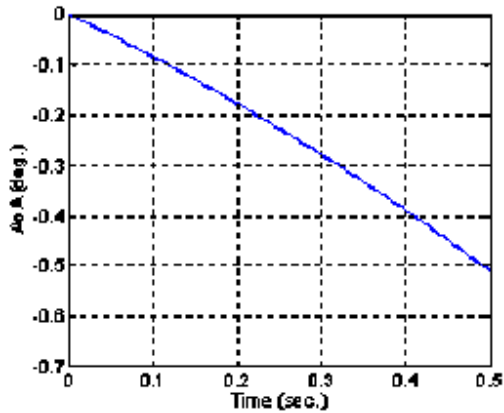


Fig. 10 AoA variation with time

마하수의 경우 거의 선형적으로 감소하는 경향을 보이고 있다. 그리고 부스터가 분리되는 약 0.2초 동안 마하수는 약 0.01 감소하는 것을 알 수 있다. 만일 부스터 분리시간이 총 0.5초 이상 되면 마하수는 약 0.025 정도 감소하게 된다. 자세각의 경우 0.1초까지는 거의 변화가 없이 0°를 유지하고 있으나 그 이후 급격히 감소하여 0.5초 이후에는 약 -2°로 변화하는 것을 알 수 있다. 또한 받음각 변화는 마하수 변화와 유사하게 선형적으로 감소하는 것으로 나타났으며 부스터가 분리되는 0.2초까지 약 -0.2° 정도 변화하는 것으로 나타났다.

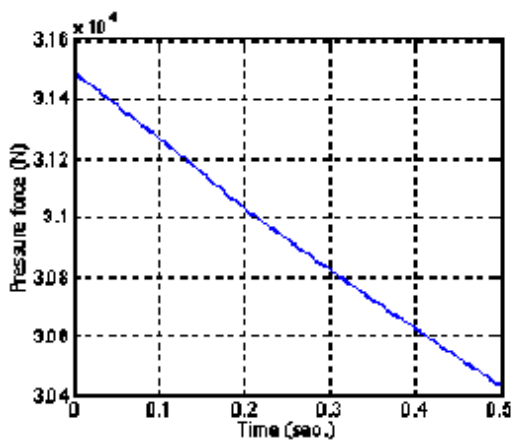


Fig. 11 Booster separation force variation

Figure 11은 부스터가 분리되는 동안 부스터 유효단면적 내에 작용하는 압력 힘을 나타내고 있다. 전체적으로 부스터에 작용하는 힘 역시 시

간에 따라 감소하는 경향을 보이고 있으며 거의 선형적으로 감소하고 있는 것을 알 수 있다. Fig. 12 및 13은 비행체 초기 자세각이 각각 5° 및 10°에서 부스터 분리가 이루어지는 경우의 부스터 분리 현상을 나타낸 것으로 분리 시간은 다소 증가하였고 Fig. 12에서 보는 바와 같이 마하수는 상대적으로 덜 감소하는 경향을 보이고 있다. 이는 고도 상승에 따른 밀도 감소에 의한 영향으로 판단된다. 다음으로 정압력(static pressure)의 경우 초기 자세각이 증가함에 따라 더 감소하는 경향을 보이고 있으며 이 또한 공기 밀도의 감소에 의해 압력 감소율이 상승하기 때문으로 판단된다.

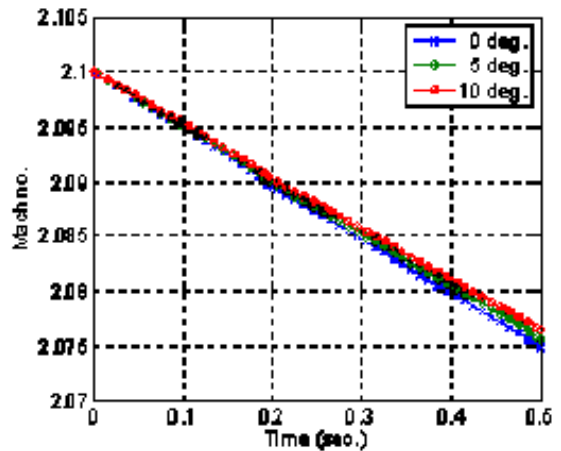


Fig. 12 Mach number variation with different initial pitch angle

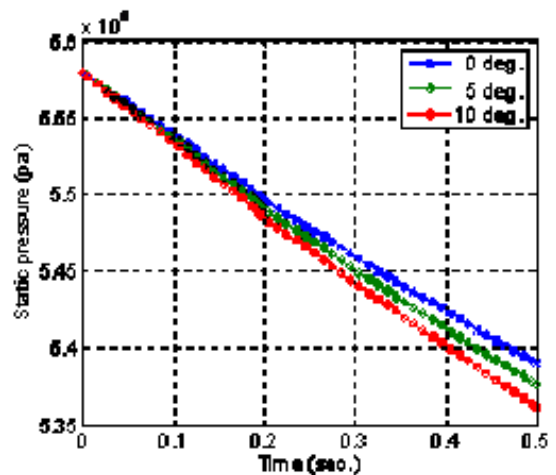


Fig. 13 Pressure variation with different initial pitch angle



## 5. 결 론

고체부스터가 내삽된 공기흡입식 추진기관을 갖는 비행체에 대한 운동방정식을 유도하고 부스터가 분리되는 동안의 공력변화, 마하수 및 받음각 변화 등을 알아보았다. 좀 더 정확한 분석은 전산유체해석을 통하여 얻을 수 있으나, 본 연구를 통하여 확보된 분석 기법은 전산해석에 필요한 많은 시간을 절약할 수 있고 또한 외부 유동장에 따른 공력효과를 고려할 수 있다는 점에서 효과적인 방법이 될 수 있다. 결과적으로 다음과 같은 결론을 도출하였다.

- (1) 부스터 이탈거리에 따른 비행체의 공력계수 변화는 크지 않으나, 받음각이 변하면서 절대 값은 약간 상승한다.
- (2) 부스터 이탈에 따른 받음각 변화는 적으며 약 분리 0.2초 후  $-0.2^\circ$  정도 변화한다.
- (3) 초기 부스터 분리 자세각이 증가하면 마하수 감소율은 다소 낮아지나 압력 감소율이 증가하여 결과적으로 부스터 분리 시간은 증가한다.

한편, 금번 연구에서 적용된 결과는 부스터가 분리되는 단계만을 고려하여 부스터 분리 직 후를 포함한 분리 후 단계의 해석 결과는 보여주고 있지 않다. 또한 비행체 앞 쪽 날개, 뒷단의 핀의 형상 및 크기와 부스터의 형상에 따른 질량 중심 변화에 따라 달라질 수 있다.

## 참 고 문 헌

1. "The pocket ramjet reader", Chemical Systems Division, United Technologies
2. F.F Webster, "Liquid Fueled Integral Rocket Ramjet Technology Review", AIAA 78-1108, 1978
3. S.A.Yegorushkin and F.A.Slobodkina, "Unsteady process in aerospace power units with stage separation", J. Appl. Maths Mechs, Vol. 59, No. 6, 1995, pp.965-972
4. Ronald S.Fry, "A Century of Ramjet Propulsion Technology Evolution", J. Propulsion and Power, Vol. 20, No. 1, 2004, pp.27-58
5. D.A. Ciccì, C.Qualls, G.Landingham, "Two-body missile separation dynamics", J. Appl. Math. And Comp. 198, 2008, pp.44-58
6. Bandu N.Pamadi, Thomas A.Neirynck, Nathaniel J.Hotchko, Paul V.Tartabini, William I.Scallion, Kelly J.Murphy, and Peter F.Covell, "Simulation and Analysis of Stage Separation of Two-Stage Reusable Launch Vehicle", AIAA 2005-3247, 2005
7. Kane, Thomas R., Levinson, David A., "Dynamics, Theory and Applications", McGraw Hill, 1985
8. Y.Zhang, G.Liu and A.A Goldenberg, "Friction compensation with estimated velocity", Proceedings of the 2002 IEEE International Conference on Robotics & Automation Washington, DC, May 2002
9. J.H choi, H.G.Yoon, "Supersonic Inlet dynamic model based on analytical gas dynamics approach", proceeding of the 2008 KSAS spring conference, 2008
10. R.J. Hartfield, J.E. Burkhalter and R.M. Jenkins, "Scramjet missile design using genetic algorithms", Applied Mathematics and Computation, Vol. 174, 2006, pp.1539-1563